



ANALISIS DE DISEÑO DE DEFLECTOR AXIALSIMÉTRICO DE UN CHORRO SUPERSONICO

M. Jauregui Lorda^a, A. Scarabino^a

^a*Grupo de Fluidodinámica Computacional, Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata. Calle 116 e/ 47 y 48 - La Plata (1900) - Buenos Aires - Argentina. <http://www.gfc.ing.unlp.edu.ar/>*

Palabras claves: Deflector, Tobera, CFD

Resumen

El flujo supersónico de salida de una tobera convergente-divergente impactando contra un obstáculo genera un patrón de ondas de choque que tienen injerencia en los picos de presión sobre el cuerpo. En el presente trabajo se estudia el comportamiento de la pluma de una tobera impactando contra deflectores axialsimétricos de geometría cónica. La tobera tiene a la salida un Mach de 2,2 y una relación de presión de 1,2 (Presión de salida sobre presión atmosférica).

Se modificaron algunos parámetros para evaluar si estos influyen en la performance del deflector de gases. En particular se evaluó el alto del deflector, el ancho y la distancia entre la salida de la tobera y la base del deflector.

Se realizó un análisis numérico utilizando el software de CFD ANSYS Fluent empleando mallados estructurados 2D axialsimétricos. Se utilizó el modelo de turbulencia k-épsilon Realizable con función de pared "Enhanced Wall Treatment". Se requirió de un análisis transitorio para cada caso, por lo que se tuvieron en cuenta los valores medios de presión sobre la superficie del deflector. También se analizó el patrón de ondas de choque generada para cada caso.

Se observa que la geometría del deflector axialsimétrico tiende a romper las burbujas de recirculación generada por deflectores planos, generando un patrón de ondas de choque sobre la zona curvada del deflector aguas abajo de la pluma.

1. INTRODUCCIÓN

El impacto de chorros supersónicos sobre objetos sólidos es de gran interés debido a su presencia en cantidad de aplicaciones, entre las que podemos citar separación de cohetes de múltiples etapas, operación de propulsores para control de vehículos espaciales, anclaje de satélites, deflectores de gases para el momento de lanzamiento de cohetes, entre otras. Un chorro turbulento impactando sobre un plato genera fluctuaciones importantes de presión que generan vibraciones en el mismo plato. Estas fluctuaciones dependen de varias características: si el chorro es subsónico o supersónico, la geometría de la tobera, la relación de presiones de la tobera (presión de salida de la tobera sobre presión ambiente), la distancia entre tobera y plato y la disposición y tamaño del plato u objeto que recibe el impacto [1].

Los fluidos que impactan sobre superficies generan fuertes ondas acústicas, usualmente con efectos negativos, como el hecho de niveles elevados de ruido y vibraciones mecánicas. Es por ello que es necesario entender como la presión sobre la superficie de impacto se ve afectada por cambios en la relación de presiones de la tobera, la distancia entre tobera y cuerpo y la geometría de la superficie de impacto.

Existen varias publicaciones en esta temática que contribuyeron a lograr un mayor entendimiento del fenómeno planteado. Las primeras publicaciones [2] se centraban en medir presión en varios puntos de la superficie impactada, y las discusiones no abordaban cómo variaban los patrones de flujo del chorro antes del impacto. Si bien el fenómeno del impacto de un chorro supersónico depende de varios parámetros, como la relación de presión RP, la distancia tobera-placa, y la geometría de la misma, los resultados experimentales no abarcaban todos los casos, especialmente los casos con alta relación de presión.

En los siguientes trabajos [3][4] se utilizaron nuevas técnicas de visualización para investigar el patrón de flujo de un chorro impactando contra una placa plana variando el ángulo de la placa, la distancia a la misma y la relación de presión RP. Los resultados mostraron que se podía clasificar el flujo en tres tipos, dependiendo de la conformación de las estructuras de ondas de choque.

Posteriormente hubo estudios numéricos computacionales [5][6] que utilizaron programas propios para intentar reproducir los resultados experimentales de la bibliografía. Estos pudieron concluir que la estructura de flujo para este problema es compleja y que existen diversos factores que influyen en la localización del punto de mayor presión sobre la placa.

Más actualmente, se realizaron estudios computacionales [7], con el software comercial ANSYS CFX, de ensayos experimentales de un chorro supersónico impactando sobre una placa plana inclinada. Para ello utilizó 4 modelos RANS de turbulencia: k- ω estándar, k- ϵ estándar, k- ω SST y k- ϵ RNG. Se concluye que los métodos RANS son adecuados para capturar los detalles del flujo supersónico de un jet impactando sobre un plano inclinado.

Otros modelos de deflectores han sido estudiados recientemente, como el caso de los deflectores axialsimétricos, similares a un cono pero con punta y base redondeada. Estudios numéricos [8] con un modelo de volúmenes finitos centrado en las celdas y un modelo de turbulencia RANS k- ϵ muestra aceptables resultados versus resultados experimentales comparando algunos casos de interés. También se utilizó [9] el software comercial ANSYS Fluent con el modelo de turbulencia Spalart-Allmaras para estudiar cómo la variación de la distancia entre tobera y deflector afecta el pico de presión máxima sobre el deflector.

La complejidad del estudio del impacto de un chorro supersónico sobre una superficie radica en que los flujos a elevado número de Mach y de Reynolds introducen una dificultad considerable en los análisis numéricos, debido a que hay que considerar los efectos de compresibilidad y las características turbulentas del flujo [10]. Por un lado, la densidad del fluido ya no puede considerarse constante y se debe resolver, además de las ecuaciones de conservación de masa y cantidad de movimiento (Navier-Stokes), la ecuación de conservación de energía y ecuaciones de estado adicional, con el fin de relacionar todas las variables fluidodinámicas y termodinámicas que intervienen en el problema. Por otra parte, el carácter matemático de las ecuaciones cambia de elípticas a hiperbólicas según el flujo sea subsónico o supersónico, lo que hace que los métodos más adecuados para flujo de un tipo no necesariamente reproduzcan bien el otro y viceversa.

El objetivo del trabajo es estudiar deflectores del tipo axialsimétricos, analizando el impacto del chorro de descarga de una tobera convergente-diverge de geometría y características conocidas. En el presente trabajo se analiza la variación de la altura del deflector, siempre con su base posicionada a una distancia de la tobera igual a 7.D (Diámetro de salida de la tobera)

2. METODOLOGIA

2.1. Geometría

Se planteó una tobera convergente-divergente de 15° de apertura y diámetro de salida $D=30\text{mm}$ (ver Figura 1) con un valor de Mach 2,2 a la salida y una relación de presión de 1,2 (presión de salida sobre presión atmosférica). Esta geometría es coincidente con la empleada en la bibliografía para validar el modelo numérico [11].

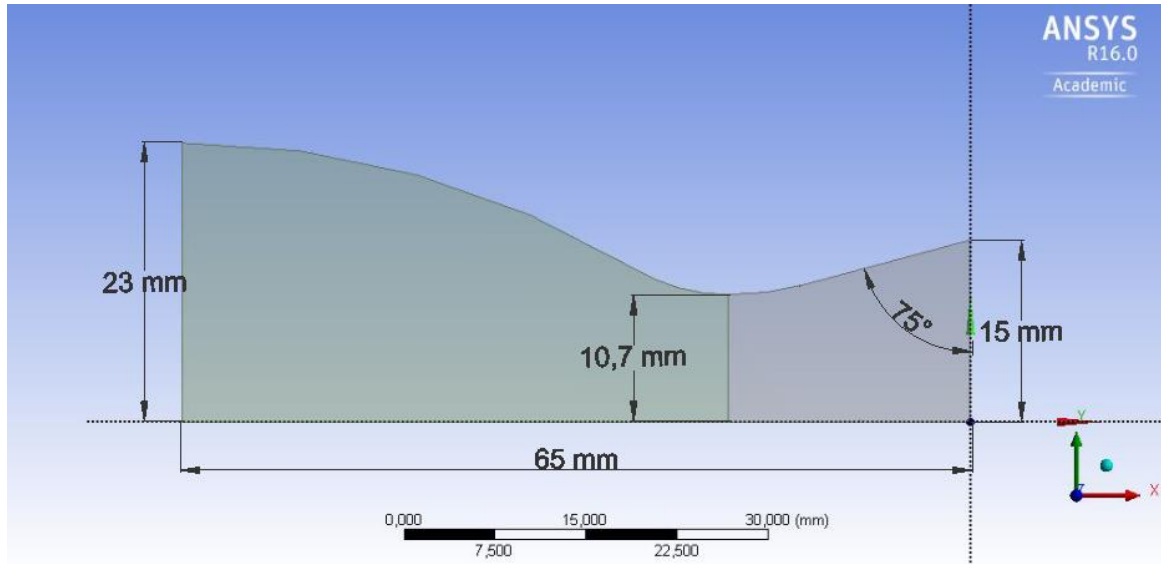


Figura 1: Geometría de la tobera

Se definió una distancia desde la salida de la tobera hasta el nivel del suelo de $x=7.D$. El dominio de cálculo se termina de definir con una distancia de $20.D$ desde el eje de simetría hasta el borde de salida del dominio.

La geometría del deflector axialsimétrico posee tres variables que se pueden modificar para cambiar su geometría, estas son: la altura del deflector, el ancho de la punta y el ancho de la base. Se optó por modificar la altura, modificando la misma con los valores $h=0,5; 1; 1,5$ y 2 veces D . Se fijó el ancho de la punta $a=0,1.D$ y el ancho de la base $b=2.D$ para este estudio (ver Figura 2).

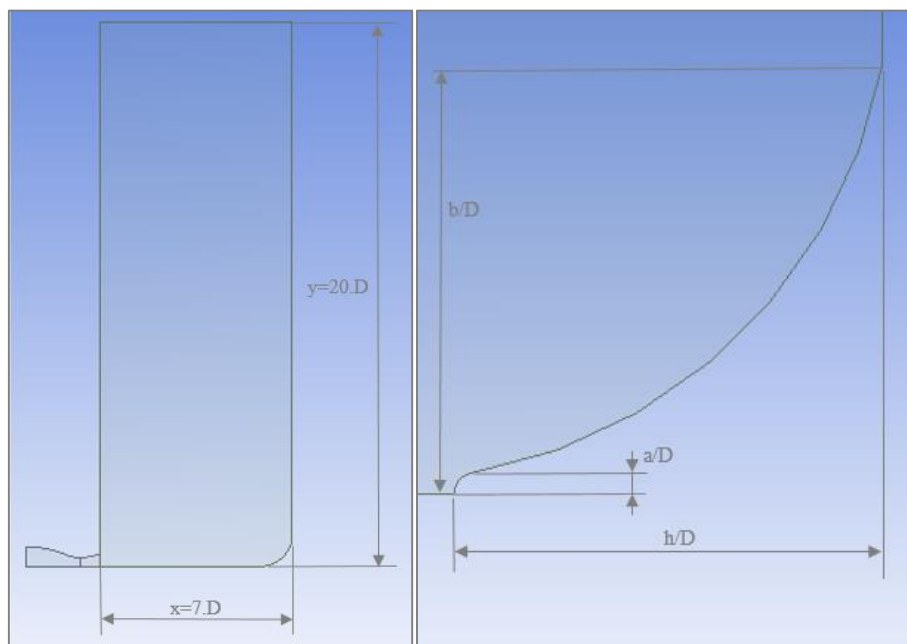


Figura 2: Geometría del dominio (izquierda) y deflector (derecha)

2.2. Mallado

Los mallados se realizaron con el software ANSYS Meshing y se emplearon mallados cuadriláteros estructurados. Las mallas poseen $3 \cdot 10^5$ elementos aproximadamente, con un skewness máximo de 0,74 y una relación de aspecto máxima de 30 (ver Figura 3).

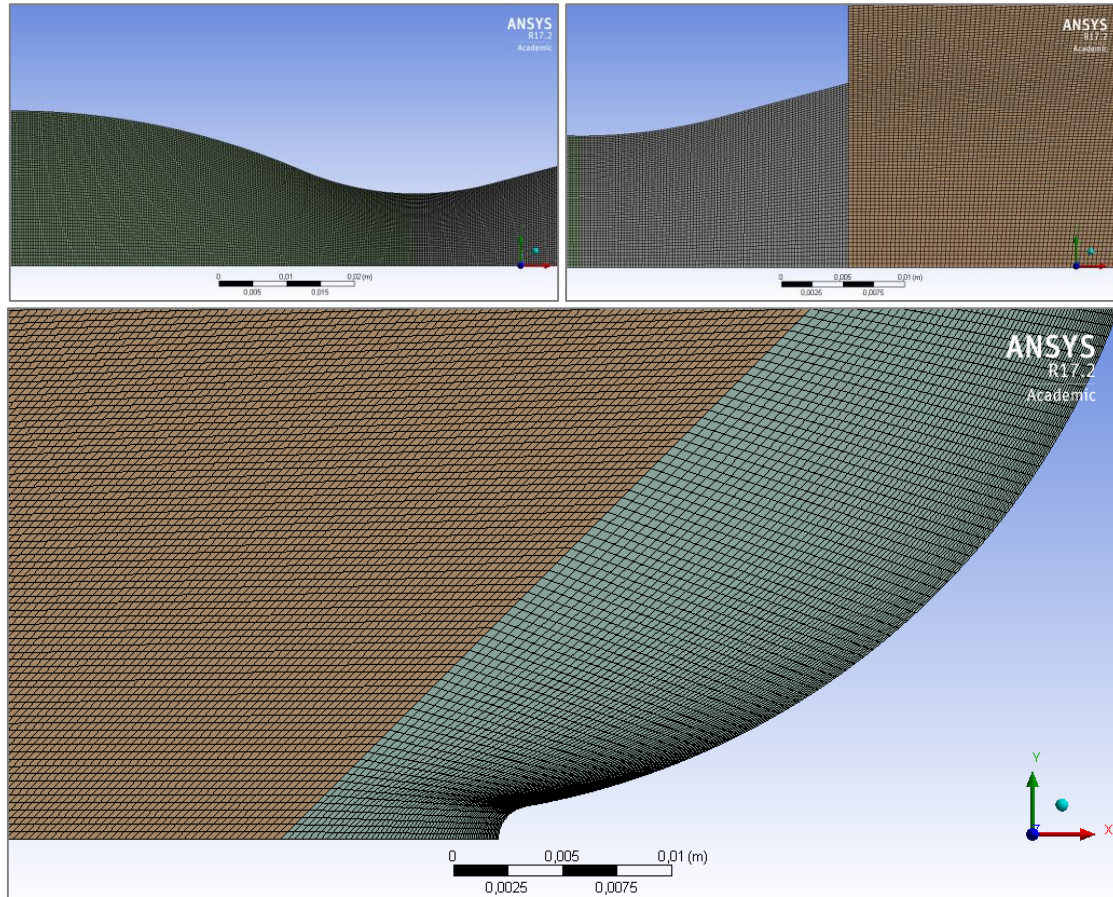


Figura 3: Mallado del dominio: tobera (arriba a la izquierda), salida de la tobera (arriba a la derecha) y deflector (abajo)

2.3. Simulación y modelo utilizados

El fluido a utilizar es aire como modelo de gas ideal, con la ley de Sutherland para definir la viscosidad en función de la temperatura [12].

Las condiciones de borde utilizadas se visualizan en la Figura 4 y son:

- Entrada de presión (Pressure-inlet): Esta condición se utilizó en la entrada de fluido a la tobera. En ella se definió $P=692592,6$ Pa y $P_0=700000$ Pa, de manera tal de obtener un número de Mach a la salida de la tobera de $M_s=2,2$. Se definió una intensidad de turbulencia $I_t=1\%$, una escala de turbulencia de $l_t=0,001$ m y una temperatura de entrada de $T=299,082$ K.
- Salida de presión (Pressure-outlet): Se utiliza en los bordes de salida de flujo. Se define la presión $P=60000$ Pa para obtener una $RP=1,2$.
- Pared (Wall): Condición para el contorno de la tobera y el deflector. Se define una pared estacionaria, adiabática, con condición de no deslizamiento y rugosidad nula.
- Eje (Axis): Se empleó en el eje de simetría, para poder modelizar un caso tridimensional mediante uno bidimensional, debido a la característica axialmente simétrica del caso.

Se corrió el modelo en una computadora de escritorio de 8 núcleos de 4 GHz con 32 Gb de RAM. Se realizó la simulación con el software comercial ANSYS Fluent 17.2, planteando un modelo estacionario con un solver basado en densidad. Para el modelado de la turbulencia se utilizó el modelo k- ϵ Realizable [13] con un tratamiento de pared Enhanced Wall Treatment [14]. Este modelo se validó para el caso de un chorro libre a la atmósfera e

impactando contra una superficie plana [2], en donde se compararon distintos modelos de turbulencia y se realizó un análisis para los distintos casos [11].

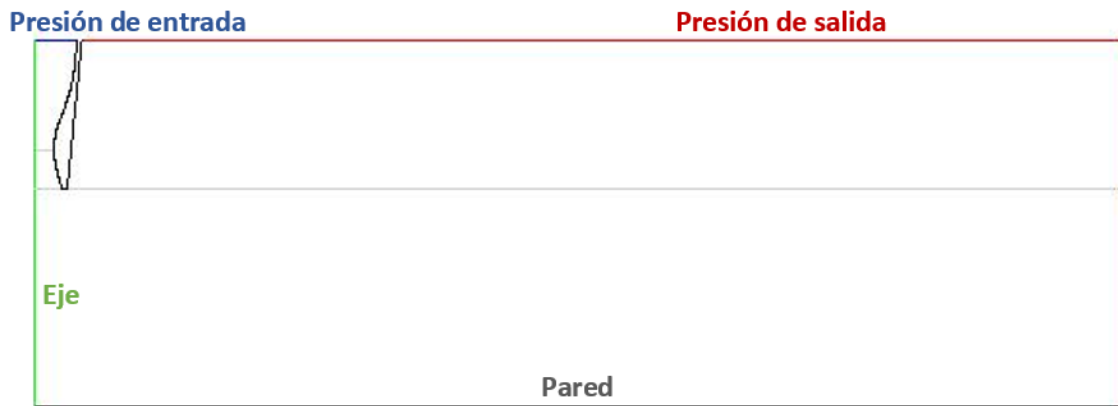


Figura 4: Condiciones de borde empleadas

3. RESULTADOS

Se observa el patrón de ondas de choque “shock diamonds” característico de la descarga de una tobera supersónica. Al tratarse de flujo supersónico, las perturbaciones no se propagan corriente arriba, lo que se corrobora por el hecho de que el patrón de flujo permanece igual hasta la cercanía inmediata del deflector axialsimétrico, en donde se genera una onda de choque producto del encuentro del chorro con la punta del deflector.

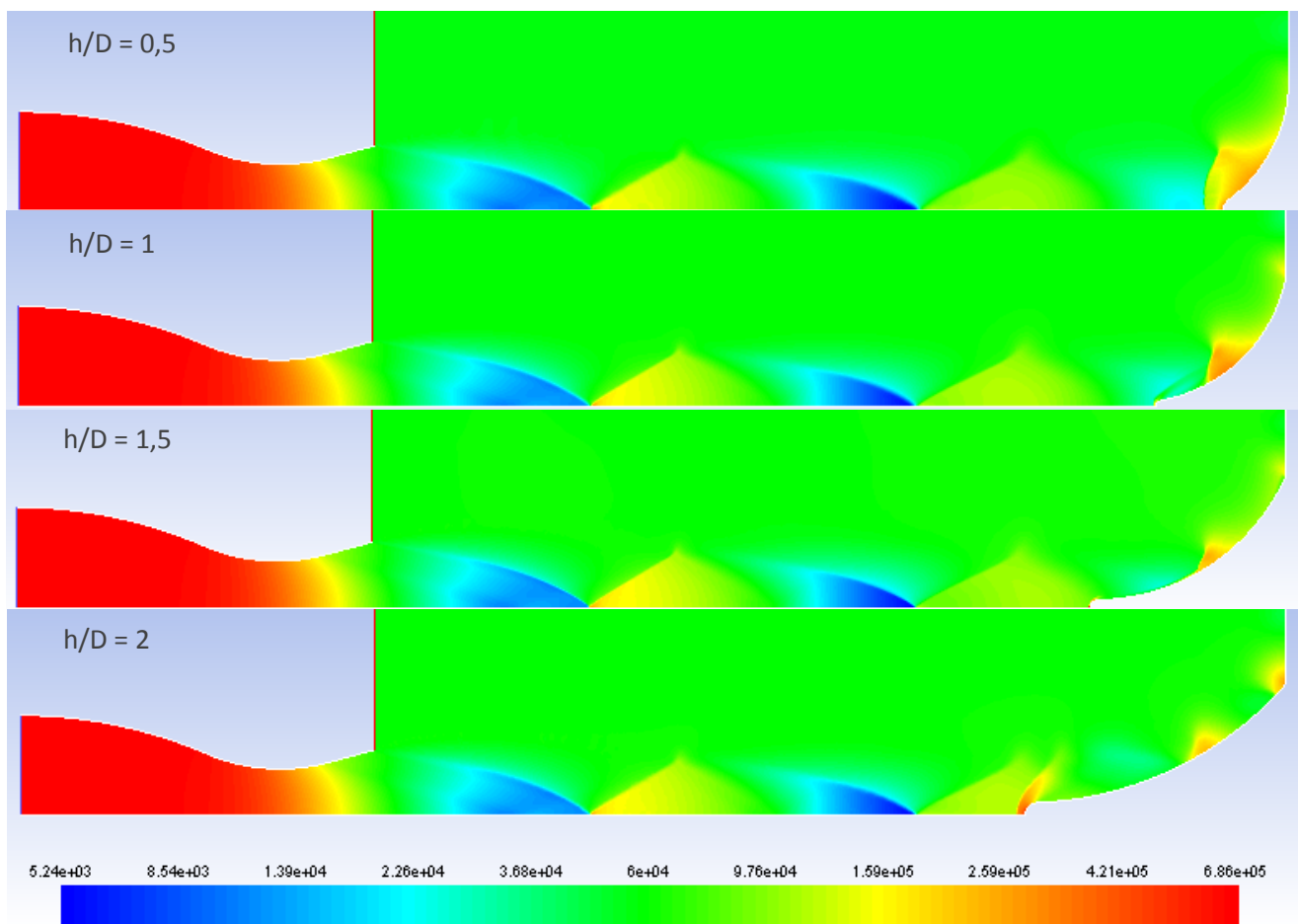


Figura 5: Comparación del campo de presiones [Pa]

En la Figura 5 se ve la comparación de los cuatro casos estudiados, en donde se ve que el deflector de $h/D=0,5$ y 1 se encuentra dentro de la zona de menor presión generada por la estructura de la pluma. Contrariamente, para los casos de $h/D=1,5$ y 2, el deflector se ubica en la zona de mayor presión.

También se destaca que la onda de choque sobre el deflector en el eje X se da en la misma posición. Para los casos de $h/D=1,5$ y 2 se observan ondas de choque en la unión del deflector con el suelo, pero esto es debido a la imposibilidad de generar un arco tangente al suelo a medida que aumentaba la altura del deflector, y a que se fijó la base del mismo al valor $b/D=2$.

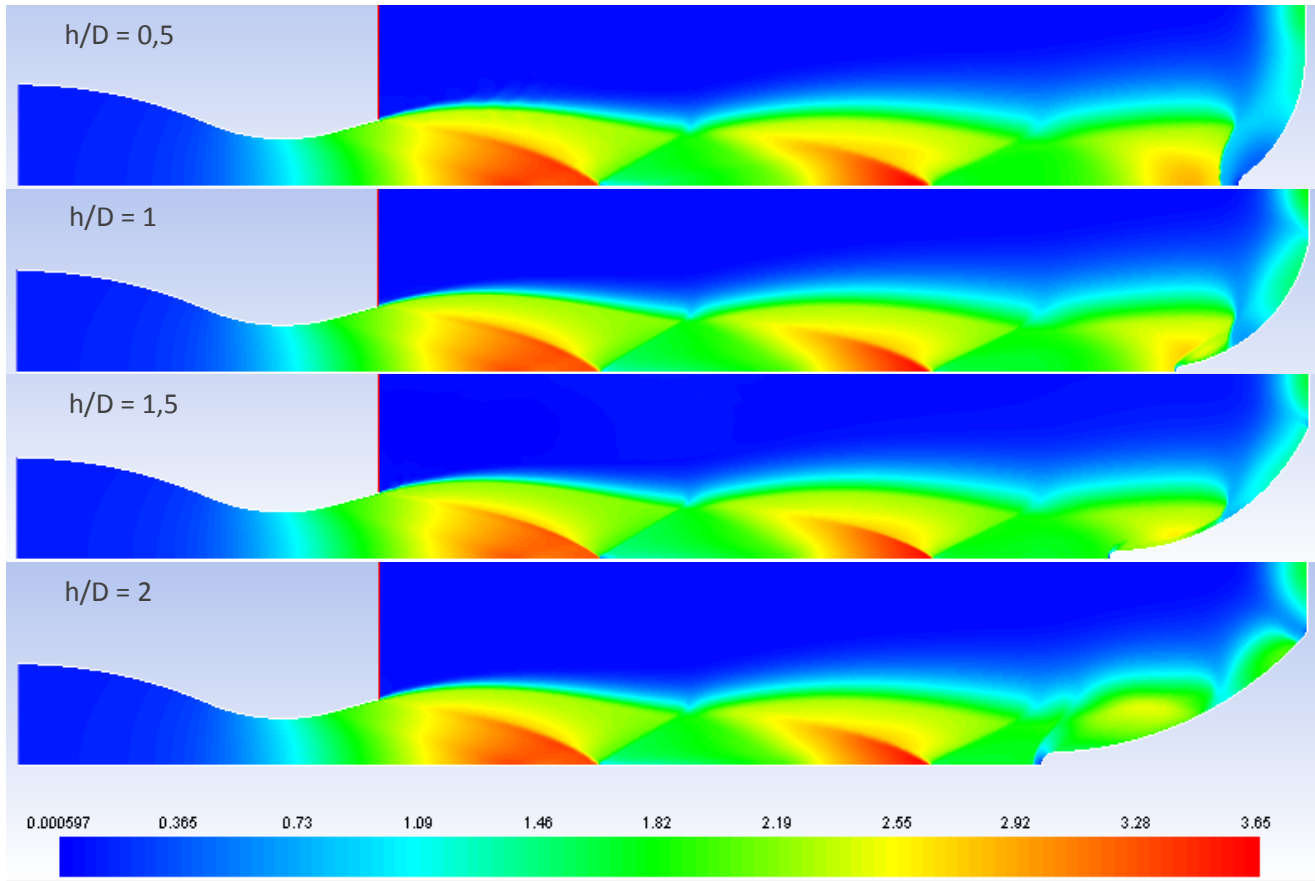


Figura 6: Comparación del número de Mach

También se puede hacer el mismo análisis realizado para la presión pero para la velocidad y número de Mach, representada en la Figura 6 y 7. Se observa cómo se adapta la pluma aguas abajo, modificando el patrón de ondas de choque en función de la onda generada por el impacto con la punta del deflector.

El comportamiento para el caso de $h/D=0,5$ es similar al caso en donde no se tiene deflector, ya que se forma una onda de choque cónica con centro en la unión del eje longitudinal del chorro y el suelo parecida a la producida por el impacto contra una placa plana (ver Figura 7). [2]

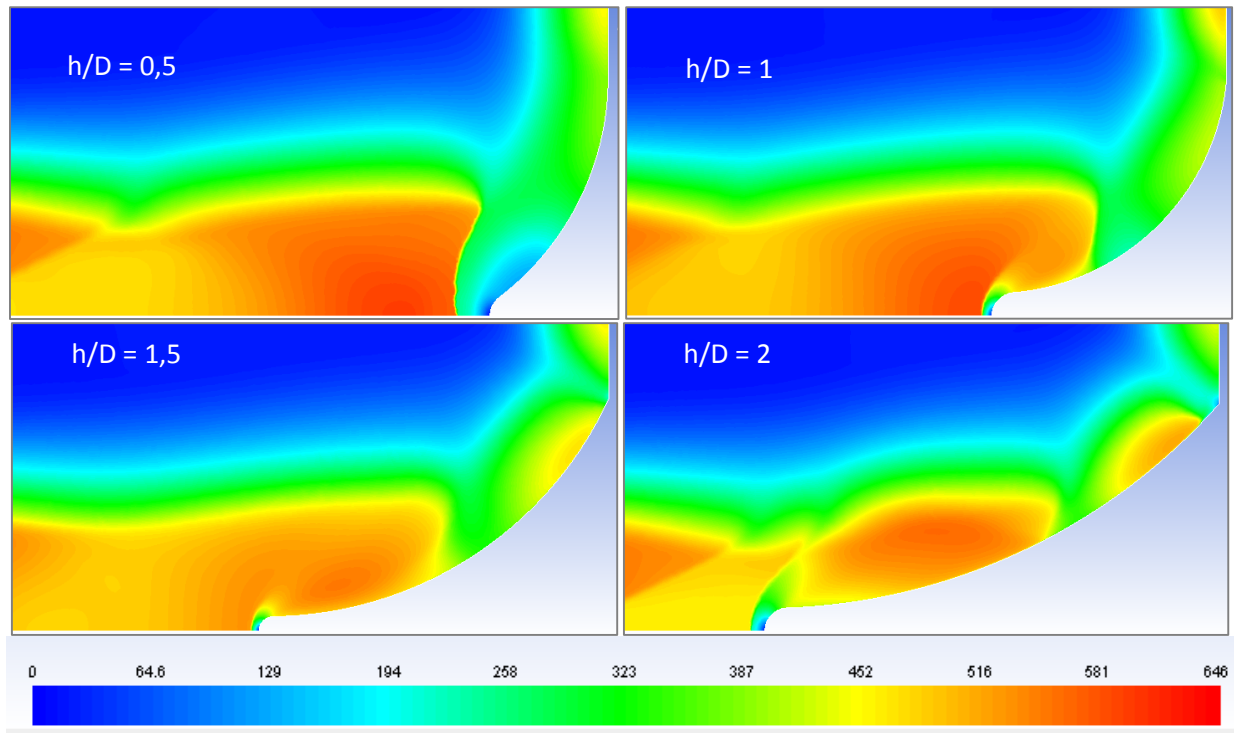


Figura 7: Detalle sobre el deflector del campo de velocidad [m/s]

En las curvas de presión sobre el deflector observamos que el pico máximo de presión se da en la punta del deflector, seguido de otro máximo local aguas abajo. En particular, se nota una similitud en la posición del segundo pico entre los dos deflectores más altos y los dos deflectores más pequeños (ver Figura 8 y Figura 9).

También se ve que los valores máximos decrecen para menor tamaño de deflector. Esto es debido a la zona de la pluma en donde se ubica la punta del mismo.

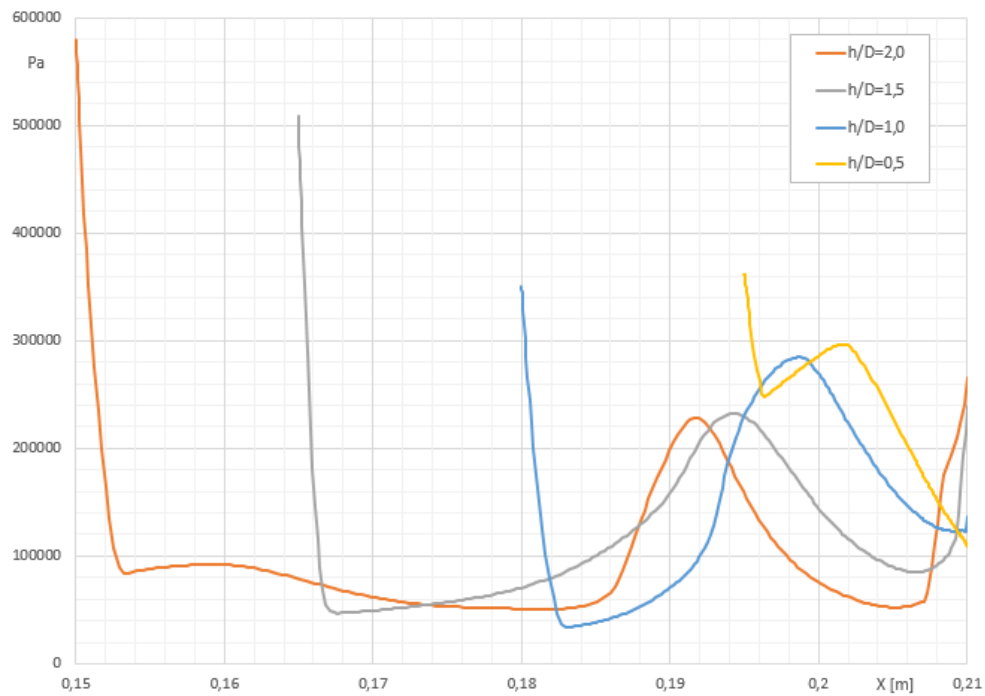


Figura 8: Presión sobre deflector – Eje X

En la zona de unión del deflector con el suelo, se ven picos de presión, debido a que para mantener la relación de la base en $b/D=2$, la curva del deflector deja de ser tangente al suelo y se genera un ángulo distinto de 180° . Esto

es una perturbación para el flujo supersónico generando una onda de choque en dicho lugar, por lo que aumenta la presión.

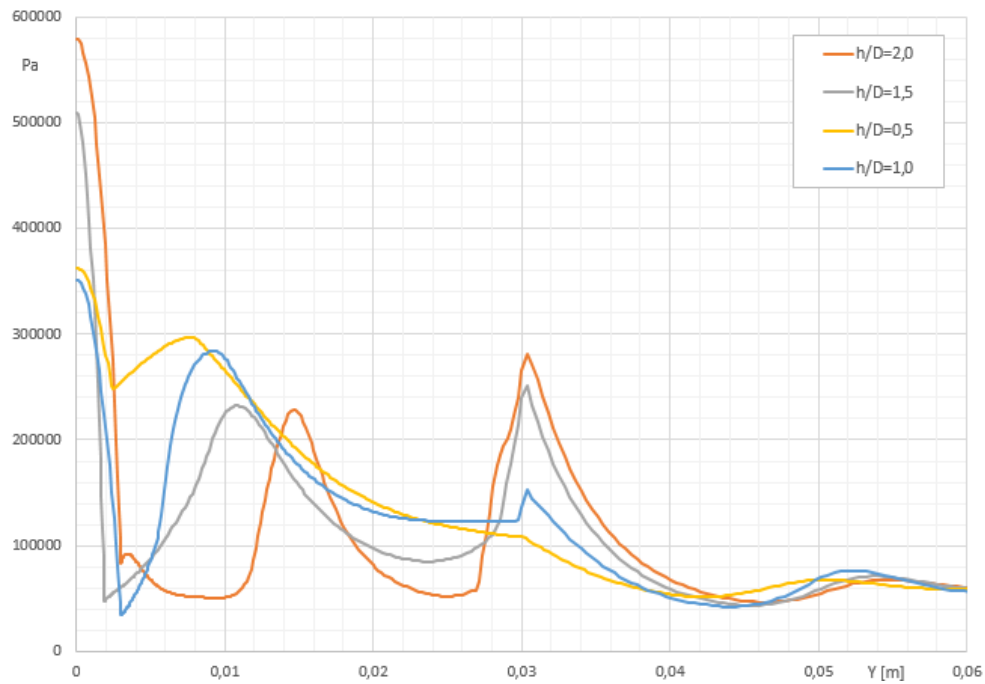


Figura 9: Presión sobre el deflector – Eje Y

Podemos graficar la presión sobre el eje longitudinal del chorro, para un chorro libre sin encontrarse con ningún obstáculo, y compararla con los valores máximos de presión para los cuatro casos de deflector estudiados y con una placa plana a la distancia $z=7.D$. Esto muestra que al incluir un obstáculo, los valores de presión máxima superan en el valor de la presión para el caso del chorro libre. También se ve que los valores máximos disminuyen cuando aumenta la distancia del deflector sobre la salida de la tobera (ver Figura 10).

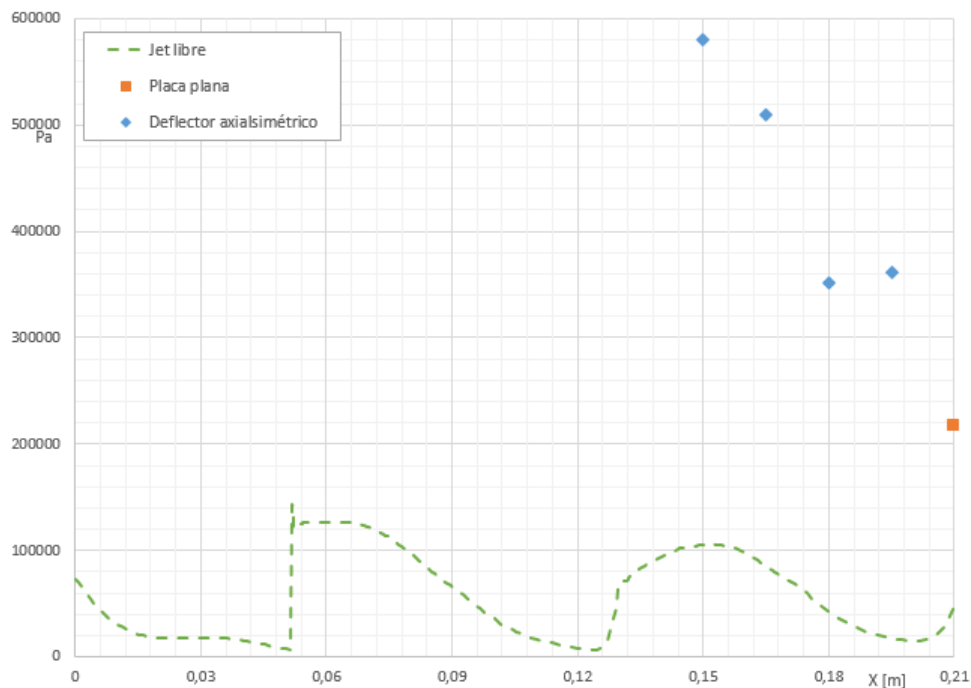


Figura 10: Comparación de picos máximos de presión con un chorro sin obstáculos

4. CONCLUSIONES

Se pudo realizar una comparación entre deflectores axialsimétricos de distinta altura, fijando la distancia entre la tobera y la base del mismo. Se mantuvo constante el ancho de la punta y base del deflector para este trabajo.

Se visualiza que los picos máximos sobre el deflector se dan siempre sobre la punta del mismo. Los valores de presión disminuyen cuando la punta se encuentra más alejada de la tobera (menor altura del deflector), al igual que sucede con los valores de presión sobre el eje para un chorro libre a la atmósfera.

La estructura de la pluma sigue el patrón de ondas de choque características de un chorro supersónico pero acompañando la geometría del deflector, al igual que para el caso de un deflector unidireccional [15]. A este patrón de ondas de choque se le adiciona la onda de choque generada por la punta del deflector, la cual interactúa con las ondas del chorro de descarga.

Podemos concluir que la elección de la altura óptima del deflector vendrá dada por la ubicación que la misma tenga dentro del patrón de presión generado por el chorro libre a la atmósfera.

Como trabajo a futuro se plantearán otros casos con otras alturas de deflector para tener una curva de los picos máximos en función de la distancia, y así poder llegar a determinar si existe una correlación entre el valor de presión para el chorro libre y la implementación de un deflector.

También se analizará la variación de los otros parámetros no estudiados hasta ahora, que son el ancho de la punta del deflector (a/D) y el ancho de la base del deflector (b/D).

5. REFERENCIAS

- [1] G.P. Sutton, O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, 7th Edition, John Wiley & sons Inc, ISBN 0-471-32642-9, 2001.
- [2] P.J. Lamont, B.L. Hunt, *The impingement of underexpanded, axisymmetric jets on perpendicular and inclined flat plates*, Cambridge Journal of Fluid Mechanics vol. 100, part 3, pp. 471-511, 1980.
- [3] Y. Nakai, N. Fujimatsu, K. Fujii, *Flow Classification of the Under-Expanded Super Sonic Jet Impinging on a Flat Plate*, 33rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Orlando, Estados Unidos, Junio 2003.
- [4] Y. Nakai, N. Fujimatsu, K. Fujii, *Experimental Study of Underexpanded Supersonic Jet Impingement on an Inclined Flat Plate*, AIAA Journal Vol. 44, No. 11, Noviembre 2006.
- [5] K. Mcilroy, K. Fujii, *Computational analysis of supersonic under-expanded jets impinging on an inclined flat plate – part I*, 37th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Miami, Estados Unidos, 2007.
- [6] Y. Goto, T. Nonomura, K. Mcilroy, K. Fujii, *Detailed Analysis of Flat Plate Pressure Peaks Created by Supersonic Jet Impingements*, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, Estados Unidos, 2009.
- [7] M. Dharavath, D. Chakraborty, *Numerical Simulation of Supersonic Jet Impingement on Inclined Plate*, Defence Science Journal, Vol. 63, No. 4, pp. 355-362, Julio 2013.
- [8] R.C. Mehta, *Numerical Simulation of Supersonic Turbulent Jets Impinging on an Axisymmetric Deflector*, Indian Journal of Engineering & Materials Science, Vol. 9, pp. 227-236, Agosto 2002.
- [9] A. Ahmed, A. Baig, S. Bilal, S. Zahir, *CFD Analysis of Supersonic Jet Impingement on Axisymmetric Deflector Plate*, 9th International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technology, Islamabad, Pakistan, 2012.
- [10] J.H. Ferziger, M. Peric, *Computational Methods for Fluid Dynamics*, 3rd Edition, Springer ISBN 3-540-42074-6, 2001.
- [11] M. Jauregui Lorda, A.E. Scarabino, *Análisis de la descarga de una tobera supersónica y su impacto sobre una superficie plana*, XIV Reunión sobre Avances en Física de Fluidos y sus Aplicaciones, La Plata, Argentina, 2016.

- [12] W. Sutherland, *The viscosity of gases and molecular force*, Philosophical Magazine, S. 5, 36, pp. 507-531, 1893.
- [13] T.H. Shih, W.W. Liou, A. Shabbir, Z. Yang, and J. Zhu. *A New k - ϵ Eddy Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows—Model Development and Validation*. Computers Fluids. 24(3):227-238, 1995
- [14] ANSYS Fluent Theory Guide v. 15.0, ANSYS Inc. 2013
- [15] M. Jauregui Lorda, A.E. Scarabino, *Estudio de pluma de motor cohete impactando sobre diferentes superficies deflectoras de gases*, XII Reunión de Fluidos y sus Aplicaciones, Buenos Aires, Argentina, 2012